

SIMULACIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA MISIÓN SATELITAL SAOCOM*

G. Berbeglia¹, D. Fernández Slezak¹, E.M. Godfrin, J.C. Durán
Departamento de Física – Centro Atómico Constituyentes – CNEA
Av. General Paz 1499 - (1650) San Martín - Argentina
Tel. (011) 6772-7007, Fax (011) 6772-7121, www.tandar.cnea.gov.ar, duaran@tandar.cnea.gov.ar
¹Departamento de Computación – Facultad de Ciencias Exactas y Naturales – UBA
Pabellón I - Ciudad Universitaria (1428) Cap. Fed. – Argentina
Tel/Fax (011) 4576-3359, www.dc.uba.ar, {gber@dc.uba.ar, dslezak@dc.uba.ar}

RESUMEN

Se desarrolló un programa de simulación del funcionamiento de sistemas de potencia para satélites cuyo objetivo es predecir la evolución temporal del estado de carga de la batería, la corriente y la tensión del sistema a lo largo de la vida del satélite. Para ello, se estudió el comportamiento de los distintos componentes del sistema (panel solar, batería y regulador) y el requerimiento de potencia. Se explica brevemente el mecanismo para simular el sistema, los modelos de los distintos componentes del satélite involucrados y se presentan algunos resultados con datos correspondientes a la misión satelital SAOCOM. El programa, escrito en FORTRAN90, está diseñado de manera general; los parámetros de entrada son las curvas de tensión vs. carga de la batería, la curva corriente vs. tensión del panel solar, la duración del eclipse, un perfil del ángulo del satélite y otro del consumo energético del mismo.

Palabras claves : paneles solares – uso espacial – simulación – diseño circuito

INTRODUCCIÓN

Las necesidades de potencia eléctrica de los satélites son elevadas y la disponibilidad de superficie para los paneles solares, relativamente chica. Por lo tanto, es necesario realizar un estudio muy cuidadoso del diseño del subsistema de potencia para su correcto funcionamiento.

Para lograr la simulación se tuvieron en cuenta diversa información tal como el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles, los períodos en los cuales el satélite entra en eclipse, la distancia Tierra-Sol durante el año, la temperatura de operación y la degradación del panel como consecuencia del daño por radiación.

Este trabajo se desarrolló dentro del marco del Subproyecto Paneles Solares (Bolzi et al., 2001).

CARACTERÍSTICA ORBITAL, MODOS DE MEDICIÓN Y REQUERIMIENTOS DE POTENCIA DE LA MISIÓN SAOCOM

El satélite SAOCOM se desplazará según una órbita polar, situada a 659 km de altura, con una inclinación de 98°, siendo la hora orbital del nodo descendente las 18 hs. El período orbital tendrá una duración de 98 minutos, con períodos de eclipse de duración variable durante aproximadamente 4 meses por año, con una duración máxima de 19 minutos el 21 de diciembre. El ángulo comprendido entre la órbita y la recta normal a la eclíptica varía entre 31° (21 de diciembre) y 15° (21 de junio).

El instrumento principal del satélite será una antena radar de microondas que permitirá detectar objetos de tamaño pequeño en la superficie terrestre y también hasta dos metros bajo el suelo, por lo cual aportará información muy útil sobre la humedad de los suelos y la estructura geológica. Los mayores consumos del SAOCOM están asociados a la operación de dicha antena y también a las maniobras de posicionamiento del satélite que le permitan "ver" en la dirección requerida (www.conae.gov.ar). El satélite realizará observaciones con la antena en dos posiciones:

- “a izquierda”, los paneles solares y la órbita son paralelos (posición normal);
- “a derecha”, el satélite es rotado hacia la derecha en un ángulo de 52°, se efectúa la medición y se lo retorna a la posición normal.

El requerimiento de potencia media del satélite se ha estimado en 1kW, con picos de consumo que superan los 4 kW, distribuidos de la siguiente forma:

- consumo de base: 0,6 kW;
- consumo total durante la maniobra para la medición “a derecha”: 1,6 kW;
- consumo total de la antena: 4 kW.

* Trabajo financiado fundamentalmente por la CONAE y la CNEA. Cuenta también con aportes de la Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnología a través del subsidio BID 1201/OC-AR, PICT N° 10-06981.

La máxima tensión de trabajo de los paneles solares será de 63,4 V y se alcanzará para el caso paneles iluminados, antena apagada, consumo menor que la generación de los paneles y batería en carga con las baterías casi a plena carga. La tensión de trabajo en descarga será de 52 V. La capacidad nominal de la batería es de 154 Ah y se desea que la máxima profundidad de descarga no supere el 20%, a fin de maximizar la vida útil de la batería .

SIMULACIÓN

La simulación eléctrica tiene como objetivo conocer la evolución temporal de algunas variables de importancia durante la vida del satélite. Entre ellas se encuentran la corriente y tensión en el punto de trabajo del panel solar y de la batería, y el estado de carga de la batería. Esta última es la de mayor interés en la simulación debido a que si el estado de carga disminuye por debajo de un determinado umbral, la batería podría sufrir un daño irreversible y como consecuencia causar la disminución de su vida útil.

Para realizar una simulación se necesita:

- un modelo físico que represente al sistema que se quiere simular;
- datos iniciales, utilizados para determinar el estado inicial del sistema;
- datos dinámicos (datos del modelo que no son calculados ni derivados a partir de los datos iniciales, por ejemplo, el perfil del consumo del satélite).

A partir del estado inicial y considerando los datos dinámicos correspondientes, se calcula el estado del sistema para el siguiente tiempo. Iterando, se obtiene la evolución temporal del sistema. A continuación se explica cómo se realiza este procedimiento.

Considerando la relación entre la tensión y la carga de la batería, su estado actual de carga y la curva $I-V$ del panel solar se obtiene mediante un proceso iterativo la tensión del sistema y la corriente del panel. Para lograr esto es necesario además considerar el actual consumo del satélite y la cantidad de radiación recibida por el panel. Esta última dependerá del ángulo de incidencia, la distancia al Sol y si el satélite se encuentra en eclipse. Mediante un proceso iterativo, se determina la corriente de trabajo del sistema que, luego, es utilizada para el cálculo del estado de carga correspondiente al siguiente paso temporal:

$$Q(t_0 + dt) = Q(t_0) + \int_{t_0}^{t_0+dt} I(u) du \cong Q(t_0) + I(t_0) \cdot dt \quad (1)$$

siendo

Q el estado de carga de la batería

I la corriente de la batería

dt el paso temporal (discreto) utilizado en la simulación

Para utilizar esta última aproximación se necesita que el paso temporal dt sea pequeño comparado con los tiempos característicos de variación de las variables del sistema (consumo, radiación solar, etc.), para que la corriente durante el intervalo no cambie considerablemente. Este método de aproximación se llama método de Euler (Gear, 1971). Se utilizaron además otros métodos más precisos pero se obtuvieron resultados muy similares.

Modelo de batería

Para la realización de la simulación se requiere de curvas de tensión vs. carga de la batería. Las diferentes curvas corresponden al comportamiento de la batería en distintas corrientes de trabajo, tanto en carga como en descarga, y para diferentes temperaturas.

Panel solar, ángulo de incidencia de la radiación solar y distancia al sol.

A partir de las celdas solares, utilizando el programa de interconexión de celdas (Bolzi et al., 2001; Godfrin y Durán, 2002) se construye una curva $I-V$ característica de cada módulo. Utilizando a estos módulos como entrada, el programa de simulación genera una única curva $I-V$ del panel solar para una incidencia normal de la radiación solar (en forma similar a la interconexión de celdas). Cuando la radiación solar incide con un ángulo α respecto de la normal sobre el panel, el programa calcula la curva correspondiente a la radiación recibida. La fórmula 2 expresa cómo se modifica cada punto (v_j, i_j) de la curva $I-V$ de incidencia normal al punto $(v_j, i_j)^\alpha$ correspondiente a la curva con una incidencia de un ángulo α (IRAM, 1998).

$$(v_j, i_j)^\alpha = (v_j - i_j (f_\alpha - 1)R, i_j f_\alpha), \quad (2)$$

donde $0 < f_\alpha \leq 1$,

R es representa la resistencia serie.

f_α es el factor de corrección angular, representa el cambio en la corriente de cortocircuito en función del ángulo.

Este cambio en la curva $I-V$ requiere que se conozca, en cada momento, el ángulo de incidencia entre la radiación solar y el

panel para efectuar una correcta simulación del sistema. El cálculo de α se muestra a continuación y se realiza a partir de 3 ángulos conocidos (Figura 1).

$$\cos(\alpha) = \cos(\varphi)\cos(\beta) - \text{sen}(\varphi)\cos(\Psi)\text{sen}(\beta) \quad (3)$$

siendo

φ el ángulo comprendido entre la órbita y la recta normal a la eclíptica,

β el ángulo comprendido entre el panel solar y la órbita,

Ψ el ángulo que describe la trayectoria del satélite a lo largo de la órbita.

La variación distancia Tierra-Sol también fue considerada para el cálculo de la curva I-V correspondiente a cada mes. Se utilizó la fórmula 2, donde f_{α} es la intensidad de radiación relativa (Robinson, 1966).

Sistema de regulación

El regulador es un componente electrónico del subsistema de potencia cuyo objetivo es proteger a la batería de sobrecargas y descargas mayores a cierto límite. A partir de la medición de tensión y temperatura de la batería, el regulador toma las siguientes acciones:

- reduce la corriente de carga desconectando parcialmente los paneles, si la batería se encuentra "cerca" de plena carga;
- reduce el consumo, limitándolo a las cargas esenciales, si la carga de la batería se cae por debajo de un valor especificado.

Dado que el sistema de regulación no ha sido totalmente definido, no se ha utilizado en las simulaciones. En esta etapa, se consideró un regulador de funcionamiento simple que corta la carga de la batería cuando el estado de carga alcanza el 100% y la reconecta

Datos para la simulación

Los datos más importantes que deben ser suministrados al programa para realizar una simulación son:

- perfil de duración del eclipse para los distintos días del año;
- variación del ángulo de la órbita con respecto a la recta normal a la eclíptica (φ);
- variación del ángulo entre el panel solar y la órbita (β);
- perfil de consumo del satélite en función del tiempo;
- curvas de carga y descarga de la batería para diferentes corrientes y temperaturas de operación;
- curvas I-V de los módulos con los que será construido el panel solar.

En la próxima sección se presentan los resultados de la simulación realizada con datos correspondientes a la misión satelital SAOCOM. La simulación se realizó sobre 105 órbitas regidas por un perfil de consumo y angular provisto por la CONAE, que incluía mediciones a derecha e izquierda.

El perfil de duración de eclipse, que también fue entregado por la CONAE, se muestra en la figura 2.

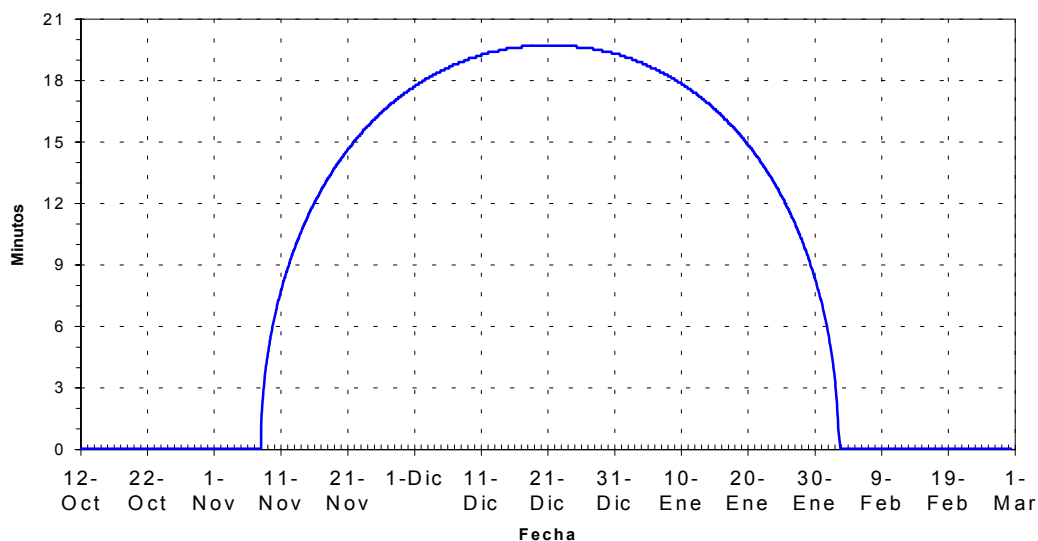


Figura 2: Duración del eclipse a lo largo del año

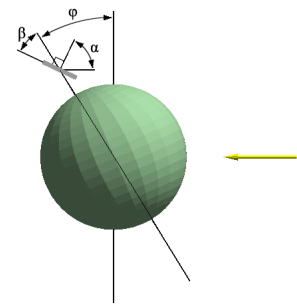


Figura 1: Esquema de la Tierra y la órbita del satélite, en esta figura el ángulo $\Psi = 0$. La radiación solar proviene de la derecha.

Para esta primera simulación sólo se disponía de una curva de carga y una de descarga para la batería.

La generación de los módulos se realizó en base a los datos de los parámetros eléctricos (corriente de cortocircuito, tensión de circuito abierto, corriente y tensión en el punto de máxima potencia) medidos a 28 °C de 1249 celdas de vuelo (datos provistos por el fabricante) de la siguiente manera (Godfrin y Durán, 2002):

1. se duplicaron 31 conjuntos de parámetros eléctricos al azar a fin de obtener los datos de 1280 celdas;
2. se generaron las curvas I-V de cada celda para el final de la misión (“end of life”, EOL) utilizando las fluencias y los factores de corrección de la Tabla I, para una temperatura de operación de 70 °C aplicando los coeficientes de variación en función de la temperatura de la Tabla II.
3. se generaron 8 módulos formados por 5 cadenas en paralelo cada uno:
 - 3.1. se clasificaron las celdas por corriente en el punto de máxima potencia,
 - 3.2. se agregó un diodo de paso en cada celda,
 - 3.3. se formaron cadenas de 32 conjuntos celda-diodo en serie,
 - 3.4. se interconectaron las cadenas en paralelo,
 - 3.5. se agregó un diodo de bloqueo.

	V_{ca}	I_{cc}	P_{max}
Fluencia [e/cm^2]	1,2E14	4,5E13	8,4E13
Factor de corrección	0,95	1,00	0,95

Tabla I: Fluencias consideradas y sus correspondientes factores de corrección de los parámetros eléctricos

$\Delta V_{ca}/\Delta t$ [mV/°C]	$\Delta I_{cc}/\Delta t$ [mA/°C]	$\Delta V_{max}/\Delta t$ [mV/°C]	$\Delta I_{max}/\Delta t$ [mA/°C]
$-5,46 \pm 0,064$	$0,040 \pm 0,011$	$-5,66 \pm 0,79$	$0,028 \pm 0,016$

Tabla II: Coeficientes de variación de los parámetros eléctricos debido a la temperatura al final de la misión (datos suministrados por el fabricante)

Dado que el panel está formado por 16 módulos, se utilizaron 2 conjuntos de estos 8 módulos para realizar la simulación.

RESULTADOS Y CONCLUSIONES

En la Figura 3 se presentan la potencia requerida por el satélite, el estado de carga de la batería y la potencia entregada por los paneles solares, en función del tiempo para 24 órbitas, a partir del 21 de diciembre y al final de la vida útil del satélite. Se observa que para el perfil de consumo utilizado la máxima profundidad de descarga de la batería llega a 8% con una plena satisfacción de la demanda, lo cual permite concluir que la superficie y orientación de los paneles solares considerados son compatibles con dicho consumo.

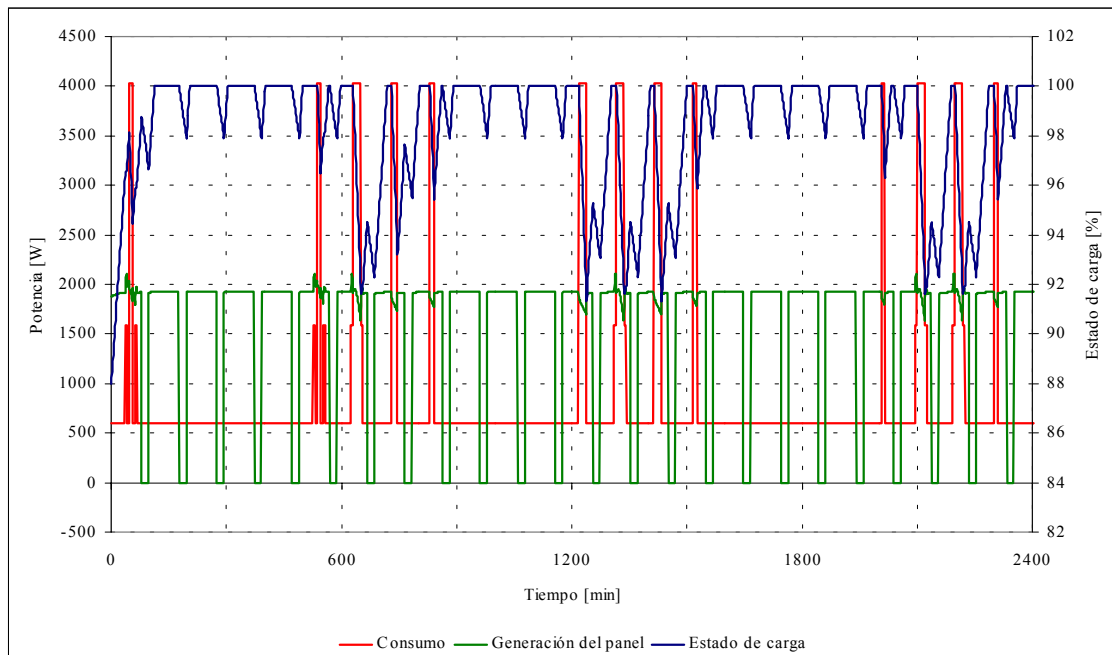


Figura 3: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería en función del tiempo sobre 24 órbitas, a partir del 21 de diciembre y al final de la misión.

Las simulaciones realizadas hasta el presente muestran un correcto funcionamiento del modelo y código de cálculo desarrollados, aunque debe tenerse en cuenta que la calificación del mismo para su utilización en el diseño final de una misión satelital requerirá de numerosas pruebas adicionales en las más variadas condiciones de operación del subsistema de potencia.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a C. Alonso (Jefe del Proyecto SAOCOM), G. Bisaccio, E. Bottinelli, C. Hofmann y M. Suarez por su permanente disposición para resolver los problemas que se suscitan durante la ejecución del Subproyecto, así como también por su colaboración desde el punto de vista técnico.

REFERENCIAS

Bolzi C.G., Bruno C.J., Godfrin E.M., Martínez Bogado M.G., Plá J.C., Rodríguez S.E., Tamasi M.J.L., Alurralde M., Cabot P., Carella E., Fernández Vázquez J., Franciulli C.D., Goldbeck V., Mezzabolta E., Antonuccio F., Nigro S.L. y Durán J.C. (2001). Convenio de cooperación CONAE-CNEA: desarrollo, fabricación y ensayo de paneles solares para misiones satelitales argentinas, *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* **5**, 04.07.

Godfrin E.M. y Durán J.C. (2002). Paneles solares para la misión satelital SAOCOM: primeras etapas de diseño, *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* **6**, 04.19.

Robinson N. (1966) *Solar Radiation*. Elsevier Publishing Company, pp. 30, Amsterdam.

Gear C. Willian (1971). *Numerical Initial Value Problems In Ordinary Differential Equations*, Department Of Computer Science University of Illinois, pp. 1-44 , Prentice Hall, Inc. Englewood Cliffs, New Jersey.

IRAM (1998). IRAM 210013-2:1998 Módulos fotovoltaicos, Características eléctricas en condiciones normalizadas, primera edición (Norma Argentina).

www.conae.gov.ar. Página web de CONAE, <http://www.conae.gov.ar>, Misiones Satelitales, SAOCOM-1A.

ABSTRACT

A computer program was developed for the simulation of the SAOCOM satellite electric power system. The aim of this software resides on predicting the temporal evolution of the battery's state of charge, current and voltage of the system throughout the satellite's life. To achieve this goal, a careful study of the components (solar panel, battery and regulator) and the power requirements was done. A brief explanation about the simulation's mechanisms and the component's models is presented. In addition, some results from the SAOCOM mission are shown. The software, written in FORTRAN90, was designed in a customizable way. The entry parameters are the battery's voltage vs. charge curves, the solar panel's I-V curves, the eclipse's duration, the satellite's angular and energy consumption profile.